شبیه‌سازی عددی جریان حول بدنه‌ی بالگرد رویین با مدل‌سازی روتور*

احمد صداقت[(۱)] روح‌اله ارسطوئی[(۲)]

چکیده *در این پژوهش، جریان سه بعدی حول بدنه‌ی بالگرد در حضور روتور در حالت پایا شبیه‌سازی شده است. روتور توسط مدل دیسک محرک با یک شبکه‌ی حلقوی مدل‌سازی می‌گردد و با جملات چشمه به معادلات مومنتم افزوده می‌شود. این مدل‌سازی روتور، سرعت محاسبات عددی را به‌نحو چشمگیری افزایش می‌دهد. جریان حول این بالگرد، در شش وضعیت مختلف از نسبت پیش‌روش و ضریب تراست روتور شبیه‌سازی شده است. دقت نتایج حاصل از توزیع‌های یکنواخت، خطی و تئوری المان پره بر جملات چشمه‌ی مومنتم بررسی شده است و با انتخاب توزیع توسط تئوری المان پره به‌همراه تصحیحاتی بر زوایای گام روتور، ضرایب فشار بر روی بدنه‌ی بالگرد، تغییرات نیروی تراست و قدرت آن به‌نحو قابل قبولی با نتایج تجربی منطبق شده است. برای ضریب تراست اسمی ۰/۰۶ روش‌های مختلف بارگذاری روتور برای نسبت پیش‌روش ۰/۰۵ و ۰/۲۳ با نتایج تجربی مقایسه شده است. در نسبت پیش‌روش ۰/۲۳ برای نتایج سطح بالایی بالگرد تفاوت چندانی میان روش‌های به‌کار گرفته‌شده ملاحظه نمی‌شود. در نسبت پیش‌روش ۰/۰۵ برای سمتی که تیغه‌ها به بالگرد نزدیک می‌شوند (سمت استاربورد)، وضعیت نتایج روش‌های همراه با اصلاح، به‌تر از روش المان پره است. حضور پایه تأثیر بسزایی در نتایج مربوط به نسبت پیش‌روش ۰/۲۳ داشته است و موجب کاهش فشار در قسمت‌های عمده‌ای از دم بالگرد شده است.*

واژه‌های کلیدی بدنه و روتور بالگرد، شبیه‌سازی عددی، دیسک محرک.

Simulation of Flow Field around a Generic Helicopter Fuselage by Modeling the Rotor

A. Sedaghat R. Arastooie

Abstract *In this research, the steady-state flow filed around a 3D body and rotor configuration of the ROBIN helicopter is simulated. The rotor is modeled by an actuator disk. For this purpose, an annular computational domain replaces the rotor and some modeled source terms are added to the momentum equations. This modeling of rotor considerably speed up computational time. The flow field over this helicopter fuselage is simulated for six cases of different advance ratios and thrust coefficients. The accuracy of using uniform, linear and BET distributions for the rotor in the source term is investigated. With the BET and some corrections to pitch angles, pressure coefficients and variation of thrust and power of rotor are predicted in agreement with experimental data. For the nominal thrust coefficient of 0.06, different loading methods on rotor using experimental results are compared for two advance ratio of 0.05 and 0.23. In the advance ratio of 0.23 for the upper surface of helicopter, no considerable difference among the different employed methods is observed. However, for the advance ratio of 0.05 and for the side that helicopter blades get closer to the body (Starboard side), the results with the modified methods are better than BET method. The presence of strut in the computational domain has important effects in high speeds and causes reduction of pressure coefficients over body especially in downstream of the strut.*

Key Words Helicopter Body and Rotor, Numerical Simulations, Actuator Disk.

---

* تاریخ دریافت مقاله ۹۱/۷/۱۸ و تاریخ پذیرش آن ۹۲/۵/۱٤ می‌باشد.

(۱) نویسنده‌ی مسؤول: استادیار، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان.

(۲) کارشناس ارشد، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان.

مقدمه

تحلیل میدان جریان پیچیده حول بالگرد، به بهبود طراحی آن کمک می‌کند. هنگامی که بخواهیم آزمایش‌های بسیار پرهزینه‌ی تونل باد را کاهش دهیم، شبیه‌سازی محاسباتی اهمیت فوق العاده‌ای پیدا می‌کند. دیدگاه محاسباتی مورد استفاده به موضوع شبیه‌سازی بستگی دارد که می‌تواند از بررسی رفتار جزئی تیغه‌های روتور تا اثرات متوسط زمانی روتورها بر یکدیگر یا بر روی بدنه تغییر کند.

برهم‌کنش آیرودینامیکی میان روتور و بدنه نیز موضوع مهمی است که از شروع طراحی یک بالگرد جدید باید در نظر گرفته شود. هندسه‌ی بدنه‌ی بالگرد نسبتاً ناهموار است به‌طوری که می‌تواند موجب جدایش جریان و ایجاد گردابه شود. اثر متقابل جریان ناشی از روتور و جریان حول بدنه، باعث به‌وجود آمدن پدیده‌های بسیاری است که شرایط پروازی را محدود می‌سازند. از آن جمله می‌توان به تغییر کارایی، افزایش سطح آلودگی صوتی (چه در داخل و چه در خارج بالگرد) و پاسخ نامناسب بالگرد به فرامین خلبان اشاره کرد.

در ادامه بدون توجه به روش‌های گوناگونی که برای شبیه‌سازی جریان حول بالگرد به‌کار گرفته شده است، توجه خود را تنها به استفاده از تئوری دیسک فعال‌ساز Actuator Disk (A.D.) معطوف می‌کنیم. در این روش روتور با یک دیسک، که مسیر عبور تیغه‌های آن را می‌پوشاند جایگزین می‌شود و با فرض حالت پایا، اثر دینامیکی متوسط آن مدل می‌شود. برای این نحوه مدل‌سازی روتور دو دیدگاه وجود دارد. عده‌ای با اعمال یک سری شرایط مرزی در موقعیت روتور، اثر آن را در نظر گرفته‌اند و افراد دیگر اثر روتور را با اضافه کردن جملات چشمه به معادلات مختلف جریان به‌وجود آورده‌اند که بعضی از این کارها را در ادامه مرور می‌کنیم.

چافین [1]، یک پرش در فشار و سرعت مماسی بر دیسک اعمال کرده است وآن را دیسک فشار نامیده است. او از این روش برای تخمین اثر روتور بالگرد یا ملخ هواپیما بر اجزای آیرودینامیکی آن‌ها استفاده کرده است.

چویتون [2]، شرایط مرزی به‌کار گرفته‌شده برای A.D. را به سه دسته طبقه‌بندی کرده است. به‌عنوان روش اول، شرط مرزی را بر متغیرهای معادلات جریان اعمال کرده است. سپس، یک بار با استفاده از «روش مشخصه‌ها» بر متغیرهای مسأله و بار دیگر بر عبارات شار موجود در معادلات، شرایطی اعمال کرده است.

برایان و همکارانش [3]، برای اعمال A.D. در شبکه‌ی حل، آن را یک بار به‌عنوان سطحی بین دو مجموعه از سلول‌ها در نظر گرفته‌اند و مجدداً در دیدگاهی عمومی‌تر (برای ساده شدن شبکه‌سازی) اجازه داده‌اند که این سطح به‌طور آزاد شبکه‌ی محاسباتی را قطع کند و سپس عبارت‌های چشمه را به روش‌های مختلف (یکنواخت، خطی، تئوری المان پره (Blade Element Theory (BET) بر A.D. توزیع کرده‌اند و نتایج خود را با آزمایش‌های تجربی مقایسه نموده‌اند.

بتچارت [4] تیغه‌های چرخان روتور را با یک دیسک بی‌نهایت نازک، جایگزین کرده است که مومنتم و انرژی جریان با عبور از آن، به‌اندازه‌ی کار و انرژی که روتور به آن می‌دهد، افزایش پیدا می‌کند. شرط مرزی دیسک در فصل مشترک دو بلوک شبکه قرار دارد و بر مبنای تئوری مشخصه‌هاست. شار در قسمت بالایی سطح روتور، از شرط مرزی خروجی مادون صوت کلاسیک به‌همراه بقای جرم محلی، محاسبه شده است. برای قسمت تحتانی آن، از شرط مرزی ورودی زیر صوت استفاده شده است و شار، با اضافه کردن یک بردار چشمه متناظر با انرژی و مومنتم متوسط زمانی روتور، محاسبه شده است. بتچارت [4] یک بار از توزیع یکنواخت تراست، متناظر با پرش فشار بر

دیسک استفاده کرده است و بار دیگر، برای توزیع تراست از کد خارجی متار METAR (Modele d'Etude de l'Aérodynamique du Rotor) که توسط یوروکوپتر (EUROCOPTER) برای محاسبات آیرودینامیکی روتور تولید شده بود، استفاده کرده است و جریان حول یک بالگرد ۸ تنی را شبیه‌سازی کرده است.

پیرو قراردادی برای مطالعه‌ی بالگرد، سه گروه مختلف کاری در AFDD (The US Army Aero flight dynamics Directorate)، ONERA و GIT (Georgia Institute of Technology)، هر یک با کدهای CFD مختلفی که در اختیار داشته‌اند، جریان حول بالگرد Dauphin 365N را حل کرده‌اند. آن‌ها در این کار از یک نوع روش خطوط برآزا (Lifting line method) برای محاسبه‌ی پرش فشار بر دیسک استفاده کرده‌اند. هر سه گروه توانسته‌اند، ضرایب فشار در اکثر نقاط بالگرد را به‌نحو قابل قبولی پیش‌بینی کنند اما نیروهای وارد بر بالگرد را نتوانسته‌اند به‌خوبی پیش‌بینی کنند5 [5].

آلپمن و لانگ [6]، ابتدا تراست روتور دم بالگرد Comanche را با استفاده از دیدگاه متوسط زمانی به‌کمک تئوری المان پره به‌صورت تابعی از گام کلی آن و سرعت پرواز به‌دست آورده‌اند و سپس از این تابع در شبیه‌سازی جریان ناپایا، برای درک حساسیت کنترل سمتی بالگرد به تغییر گام کلی روتور دم آن استفاده کرده‌اند.

برای دیدگاه متوسط زمانی، علاوه بر موارد ذکرشده، می‌توان کاربردهایی را هم‌چون توزیع دود موتور (Engine plume distribution) و هم‌چنین توزیع دما بر بدنه‌ی بالگرد متصور شد.

اسماعیل [7] به حل جریان حول بدنه‌ی یک نوع بالگرد در حرکت هاور و رو به جلو به‌کمک نرم‌افزار فلوئنت (FLUENT) پرداخته است. پن و رنلیانگ [8] هم به‌روش تحلیلی تلاش نمودند مدلی ساده از مجموعه‌ی بدنه‌ی صلب و روتور الاستیک ارائه دهند. ییفنگ و دیگران [9] به مدل‌سازی روتور به‌روش تحلیلی پرداخته‌اند. هیونگ و زنگیانگ [10] جریان حول بدنه‌ی بالگرد در حرکت رو به جلو و با دو روتور را شبیه‌سازی کردند. اخیراً محققان زیادی به شبیه‌سازی کامل بالگرد در اروپا توجه نشان داده‌اند [11-14].

راجاگوپالان [15] گزارشی از پروژه‌های موفقیت‌آمیز خود و همکارانش در پیش‌بینی کارایی ملخ هواپیما، حل جریان حول روتور تنها در شرایط پرواز عمودی و پرواز رو به جلو و تحلیل برهم‌کنش میان روتور و بدنه‌ی بالگرد با استفاده از به‌کارگیری جملات چشمه‌ی مومنتم ارائه کرده است. در کار حاضر برای محاسبه‌ی جملات چشمه از روش BET به‌همراه اصلاح تراست و گشتاور استفاده شده است. به این معنی که زوایای گام روتور آن قدر تغییر داده می‌شود که تراست حاصل از جملات چشمه به‌میزان واقعی برسد و گشتاور حول هاب روتور صفر شود.

در این مقاله، شبیه‌سازی جریان حول بدنه‌ی بالگرد تحت تأثیر دینامیک روتور صورت می‌پذیرد. مدل‌سازی روتور توسط افزودن جملات چشمه (Source terms) به معادلات مومنتم در یک حجم حلقوی در شبکه‌ی حل عددی اعمال شده است. جملات چشمه به روش‌های مختلفی در ناحیه‌ی روتور ایجاد و ارزیابی می‌شود. بنابراین از مدل‌سازی کامل پره‌های روتور و حرکات پیچیده‌ی آن‌ها اجتناب شده است ولی تأثیر آن‌ها به‌نحو مطلوبی مدل‌سازی شده است. برای حل معادلات جریان حول بدنه‌ی بالگرد تحت تأثیر روتور از نرم‌افزار فلوئنت استفاده شده است.

تئوری و روش کار

تیغه‌های روتور با حرکت خود، مقدار معینی مومنتم به سیال می‌دهند. بنابراین معقول به‌نظر می‌رسد که فرض

شود حضور تیغه‌های در حال چرخش می‌تواند توسط چشمه‌هایی در معادلات مومنتم، مدل شود. استفاده از چشمه‌های مومنتم، تیغه‌ها را تا نقاط نزدیک به آن‌ها شبیه‌سازی می‌کند، اما به‌دلیل عدم حضور جسم جامد در موقعیت تیغه‌ها، لایه‌ی مرزی روی تیغه‌ها را حل نمی‌کند. در عوض با توجه به کاهش سلول‌های لازم در اطراف تیغه‌ها و هم‌چنین فرض پایا بودن جریان، به سوپرکامپیوتر احتیاج نخواهد بود و زمان محاسبات نیز به‌شدت کاهش پیدا می‌کند.

جزئیات روش به سه قسمت معادلات مورد استفاده، ارزیابی نیروهای تولید شده توسط روتور و جفت کردن آن‌ها با معادلات و روش حل تقسیم می‌شود. نوع معادلات مورد استفاده شامل اویلر، ناویر- استوکس آرام، ناویر- استوکس به‌همراه مدل‌سازی اغتشاش بر دقت نتایج و البته زمان محاسبات اثر می‌گذارد و انتخاب آن‌ها به میزان دقت لازم و حافظه و توانایی رایانه مورد استفاده بستگی دارد. در این‌جا از معادلات تراکم‌ناپذیر ناویر- استوکس به‌همراه مدل اغتشاش k–ε استاندارد استفاده شده است. چگونگی توزیع نیروها، در قسمت‌های بعدی همین بخش توضیح داده می‌شود. الگوریتم عددی مورد استفاده ممکن است بر زمان هم‌گرایی جواب تأثیر بگذارد.

به‌طور نمونه معادله‌ی مومنتم برای جریان پایای آرام با صرف‌نظر از نیروی گرانش در شکل تانسوری به‌صورت زیر است [17]:

$$\frac{\partial}{\partial x_j}(\rho u_i u_j) = -\frac{\partial p}{\partial x_i} + \frac{\partial}{\partial x_j}\left[\mu\left(\frac{\partial u_i}{\partial x_j} + \frac{\partial u_j}{\partial x_i} - \tfrac{2}{3}\delta_{ij}\frac{\partial u_k}{\partial x_k}\right)\right] + S_i \qquad (۱)$$

که S_i برابر با مؤلفه‌ی i ام نیروی ناشی از روتور بر سیال در واحد حجم قرار داده می‌شود. در اینجا عبارت‌های چشمه S_i در هر سلول شبکه‌ی عددی در حلقه‌ی مربوط به روتور محاسبه می‌شود. واحد عبارت‌های چشمه در معادله‌ی مومنتم برابر با N/m^3 می‌شود. با توجه به شکل روتور، ناحیه‌ی مربوط به آن در شبکه‌ی محاسباتی، حجمی حلقوی دارای شعاع خارجی برابر با شعاع روتور، شعاع داخلی برابر با بریدگی ریشه روتور و ضخامتی در حدود ضخامت تیغه‌های روتور می‌باشد و در این ضخامت، تنها یک ردیف سلول قرار می‌گیرد.

مدل‌سازی جملات چشمه. برای نسبت دادن عبارت چشمه به سلول‌های مختلف در ناحیه‌ی روتور یا به‌عبارت دیگر بارگذاری بر صفحه‌ی روتور، راه‌های گوناگونی وجود دارد که چهار مورد از آن‌ها، توضیح داده می‌شود. در قسمت‌های بعدی، نتایج حاصل از به کارگیری این روش‌ها و مزایا و معایب آن‌ها نسبت به یکدیگر بررسی خواهد شد.

به‌عنوان روش اول، فرض می‌شود تمام صفحه‌ی روتور نیروی یک‌نواختی به هوا وارد می‌کند. با توجه به ضخامت ثابت ناحیه‌ی روتور، مقدار نیروی روتور در واحد حجم مقداری ثابت برابر با نیروی تراست بر حجم کل ناحیه‌ی روتور خواهد بود که با تجزیه این نیرو، مقدار عبارت چشمه برای معادلات مومنتم در راستای محورهای مختصات به دست می‌آید.

در روش دوم، در قسمت متناظر با ریشه تیغه‌ها در حجم حلقوی مربوط، عبارت‌های چشمه را صفر قرار می‌دهیم. عبارت‌های چشمه به‌طور خطی افزایش می‌یابند و در شعاع روتور به مقدار بیشینه‌ی خود می‌رسند. در عین حال باید نیروی حاصل از کل این جملات برابر با نیروی تراست باشد. به این ترتیب، تابع خطی نیرو بر واحد سطح روتور را به‌صورت زیر می‌توان نوشت [15]:

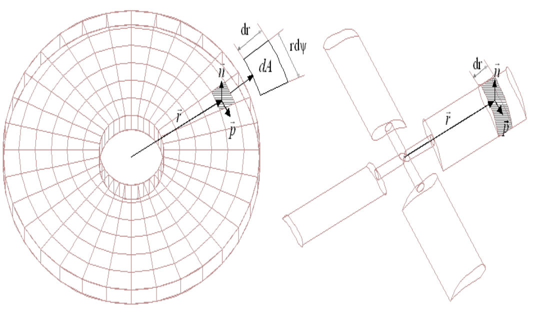
$$f(r) = \frac{T}{2\pi\left(\frac{R_o^3 - R_i^3}{3} - \frac{R_o^2 - R_i^2}{2}\times R_i\right)}(r - R_i) \qquad (۲)$$

عبارت‌های چشمه معادلات مومنتم بـرای سـلولی که در فاصله‌ی شعاعی r از مرکـز روتـور قـرار دارد از روابط زیر به‌دست می‌آیند [15]:

$$S_x = \frac{f(r)}{h}\vec{n}\cdot\vec{e}_x; S_y = \frac{f(r)}{h}\vec{n}\cdot\vec{e}_y; S_z = \frac{f(r)}{h}\vec{n}\cdot\vec{e}_z \qquad (۳)$$

وجود علامت منفی به ایـن دلیـل اسـت کـه بایـد نیرویی در خلاف جهت تراست به سیال وارد شود.

روش دیگر تعیین عبـارت‌هـای چشـمه بـه‌کمـک تئوری المان پـره (BET) [15] اسـت. در صـورتی کـه سرعت برخورد جریان هوا و زاویـه‌ی برخـورد آن بـا یک ایرفویل دوبعدی بررسی شود با اسـتفاده از نتـایج آزمایشـگاهی بـرای ضـریب لیفـت و درگ و روابطـی بسیار ساده، نیروی وارد بر ایرفویل به دسـت مـی‌آیـد. تیغه‌های روتور را می‌تـوان بـه‌صـورت مجموعـه‌ای از ایرفویل‌ها که در کنار یکدیگر قـرار گرفتـه‌انـد در نظـر گرفت. با استفاده از روش بسیار ساده‌ی فوق و البته در نظر گرفتن اثرات سه‌بعدی بودن جریان، بـه هـر بـرش کوچک از روتور بالگرد مـی‌تـوان نیرویـی نسـبت داد. مجموع نیروهای وارد بر مقاطع کـوچکی کـه در کنـار یکدیگر قرار گرفته‌اند، تخمین بسیار خوبی برای نیروی وارد بر روتور می‌باشد. مطالب فوق اساس تئوری المان پره است.



شکل ۱ تعیین وضعیت حرکت مقطعی از تیغه در کنار سلول متناظر از ناحیه‌ی روتور

در این قسـمت چگـونگی اسـتفاده از ایـن نظریـه برای محاسبه‌ی نیروی وارد بر مقـاطع مختلـف روتـور (یا به‌عبارت دیگر محاسبه‌ی عبارت‌های چشـمه بـرای سـلول‌هـای مختلـف ناحیـه‌ی روتـور) توضـیح داده می‌شود. ابتدا باید سرعت و زاویه‌ی برخورد جریان هوا با مقاطع مختلف تیغه‌ها به دست آید.

برای تعیین نیرویی کـه بـرش نشـان داده شـده در شکل (۱) از تیغه‌ی روتور بر روی سیال وارد مـی‌کنـد، از سـه بـردار بـرای تعیـین وضـعیت حرکـت اسـتفاده می‌شود. با توجه به تعـاریف $\vec{r}$ و $\vec{n}$ مـی‌تـوان نوشـت [15]:

$$\vec{p} = \frac{1}{|\vec{r}|}\vec{r}\times\vec{n} \qquad (٤)$$

سرعت جریـان هـوا، $\vec{V}$ از حـل معـادلات فـراهم می‌شود. $\vec{V}\cdot\vec{n}$ مؤلفه‌ی سرعت هوا در جهت عمود بر مسیر تیغه‌هـای روتـور اسـت. $\vec{V}\cdot\vec{p}$ مؤلفـه‌ی سـرعت جریان آزاد در راستای موازی با مسیر تیغه‌ها می‌باشـد. سرعت هوا نسبت به روتور در راستای حرکت روتـور از مجموع سـرعت جریـان هـوا در راسـتای روتـور و سرعت حرکت روتور به‌دست می‌آید [15].

$$V_{rp} = \vec{V}\cdot\vec{p} + (\vec{r}\times\vec{\Omega})\cdot\vec{p} \qquad (۵)$$

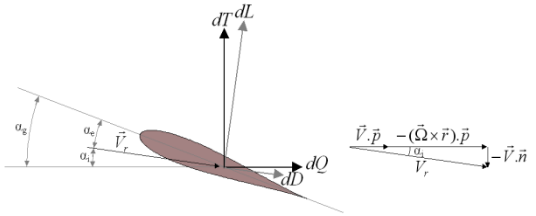
هم‌چنین اندازه‌ی سرعت نسبی هوا برابر است با [15]:

$$V_r = \sqrt{(\vec{V}\cdot\vec{p} + (\vec{r}\times\vec{\Omega})\cdot\vec{p})^2 + (\vec{V}\cdot\vec{n})^2} \qquad (٦)$$

زاویه‌ی برخورد هوا با مقطع پـره بایسـتی تعیـین شود. زاویه‌ای که هر مقطع از تیغه با صـفحه‌ی روتـور می‌سازد، زاویه‌ی حمله‌ی هندسی نامیده می‌شـود. ایـن زاویه مطابق شکل (۲) بـا توجـه بـه مشخصـات فنـی روتور از رابطه‌ی زیر به دست می‌آید [15]:

$$\alpha_g = \theta_c - A_1\cos\psi - B_1\sin\psi - (0.75 - \frac{r}{R})\alpha_t \qquad (۷)$$

تنها متغیرهای رابطه‌ی فوق r و ψ هستند که بـرای هر سلول در ناحیه‌ی روتور معلوم مـی‌باشـند. زاویـه‌ی حمله‌ی هندسی از زاویه‌ی برخورد واقعی جریـان هـوا با مقطع به‌اندازه‌ی α_i انحراف دارد.



شکل ۲ محاسبه‌ی نیروی وارد بر برشی از تیغه

با توجه به شکل، α_i از رابطه‌ی زیر تعیین می‌شود [15]:

$$\alpha_i = \arctan\left(\frac{-\vec{V}\cdot\vec{n}}{\vec{V}\cdot\vec{p}+(\vec{r}\times\vec{\Omega})\cdot\vec{p}}\right) \qquad (۸)$$

زاویه‌ی برخورد مؤثر را می‌توان با کم کردن α_i از α_g به‌دست آورد:

$$\alpha_e = \alpha_g - \alpha_i \qquad (۹)$$

با داشتن α_e و سرعت باد نسبی، ضـریب لیفـت و درگ را می‌توان از نتایج تجربی موجود به دست آورد. نیروهـای لیفـت dL و درگ dD وارد بـر مقطعـی از ایرفویل به پهنای dr و طـول وتـر c از روابـط زیـر بـه دست می‌آیند:

$$dL = \frac{\rho_\infty V_r^2 c_l c dr}{2} \qquad (۱۰)$$

$$dD = \frac{\rho_\infty V_r^2 c_d c dr}{2} \qquad (۱۱)$$

به‌عبارت دیگر dr فاصله‌ی شعاعی است کـه هـر سلول در بر می‌گیرد. حجم هر سلول معلوم است. برای حجم هر سلول، رابطه‌ی زیر را می‌توان نوشت:

$$dv = h\, r\, d\psi\, dr \qquad (۱۲)$$

h و $d\psi$ از روی شبکه معلوم هستند. r نیـز از روی مختصات مرکز سلول توسـط نـرم‌افـزار در دسـت‌رس است. به این ترتیب dr از رابطه زیر به دست می‌آید:

$$dr = \frac{dv}{hrd\psi} \qquad (۱۳)$$

از طرفی، هر تیغه تنهـا کسـری از زمـان برابـر بـا $d\psi/2\pi$ را بر سطح سلول می‌گذراند و اگر تعداد تیغه‌ها (N) باشد، برای به دست آوردن نیروی متنـاظر بـا هـر سلول بایـد مقـادیر dL و dD در $N\frac{d\psi}{2\pi}$ ضـرب شـود. نیروی وارد بر هر مقطـع ایرفویـل از برآینـد نیروهـای لیفت و درگ با در نظر گرفتن ضرایب فوق بـه دسـت می‌آیـد. بـا تجزیـه ایـن نیـرو در راسـتای $\vec{n}$، dT و در راستای $\vec{p}$، dQ به دست می‌آیند:

$$dT = N\frac{d\psi}{2\pi}\left[dL\cos(\alpha_i) - dD\sin(\alpha_i)\right] \qquad (۱٤)$$

$$dQ = N\frac{d\psi}{2\pi}\left[dL\sin(\alpha_i) + dD\cos(\alpha_i)\right] \qquad (۱٥)$$

ضرایب تراست و گشتاور شـافت بـدین صـورت تعریف می‌شوند:

$$C_T/\sigma = \frac{T}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_{ref}^2 A\sigma} \qquad (۱٦)$$

$$C_Q/\sigma = \frac{Q}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_{ref}^2 A l_{ref}\sigma} \qquad (۱۷)$$

همین نیروها در جهت عکس، از جانب روتور بـه سیال وارد می‌شود که با در نظر گرفتن جهت بردارهای $\vec{n}$ و $\vec{p}$ با محورهای مختصات، می‌توان مقـدار عبـارت چشمه برای هر سلول را به‌صورت زیر محاسبه کرد:

$$S_x = -(n_x dT + p_x dQ) \quad (۱۸)$$

$$S_y = -(n_y dT + p_y dQ) \quad (۱۹)$$

$$S_z = -(n_z dT + p_z dQ) \quad (۲۰)$$

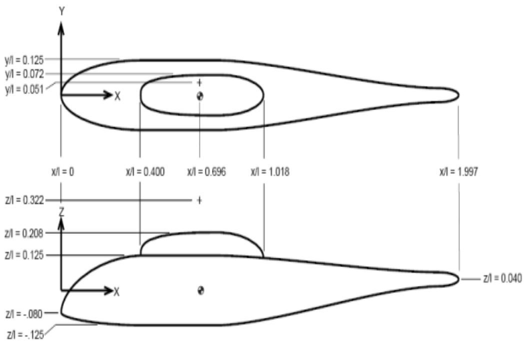
که زیرنویس‌های x، y و z مؤلفه‌های $\bar{n}$ و $\bar{p}$ را در راستای محورهای مختصات کارتزین مشخص می‌کنند.

ضریب فشار بر بدنه از $C_p = \dfrac{p - p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_{ref}^2}$ به‌دست می‌آید.

جریان حول روتور، سه‌بعدی است. زاویه‌ی گام روتور در هر گردش، حول یک مقدار ثابت به‌صورت دوره‌ای تغییر می‌کند. با توجه به متفاوت بودن این شرایط با شرایط جریان پایای دوبعدی حول ایرفویل، مجموع نیروهای به دست‌آمده برای مقاطع مختلف روتور از قسمت قبل با نیروی واقعی تراست روتور تفاوت دارد. هم‌چنین گشتاور حول هاب روتور باید صفر باشد زیرا در غیر این صورت، روتور تا جایی که گشتاور صفر شود خواهد چرخید. پیش‌بینی صحیح کارایی بالگرد و بارهای آیرودینامیکی وارد بر آن حاصل نخواهد شد، مگر این که شرایط فوق برای گشتاور و نیروی تراست ارضا شود. به همین منظور، زوایای گام روتور را باید طی حل به مرور تغییر داد تا جایی که به شرایط مورد نظر رسید. به این کار، تریم (Trim) یا اصلاح می‌گویند. با تغییر زاویه گام کلی می‌توان تراست را اصلاح نمود و با تغییر هم‌زمان زوایای گام کلی و دوره‌ای می‌توان هم تراست و هم گشتاور را اصلاح کرد.

بالگرد مورد بررسی

در تونل باد زیر صوت ۱٤ در ۲۲ فوت لانگلی بر بدنه‌ی یک بالگرد مدل به‌همراه روتور آن که به‌طور جداگانه نصب شده، آزمایش‌هایی صورت گرفته است [16]. هدف از انجام این آزمایش‌ها، به‌دست آوردن توزیع فشار دوره‌ای و پایا بر بدنه‌ی بالگرد مدل بوده است، به‌گونه‌ای که برای معتبرسازی مطالعات CFD مناسب باشد. داده‌های آزمایشی در سه ضریب تراست اسمی مختلف (۰/۰٤، ۰/۰٦٤، ۰/۰۸۰) و چهار نسبت پیش‌روش λ مختلف (۰/۰۱، ۰/۰۵، ۰/۱۵، ۰/۲۳) به دست آمده است که موارد نسبت پیش‌روش ۰/۰۵ و ۰/۲۳ برای معتبرسازی روش به‌کار گرفته‌شده، استفاده شده است.



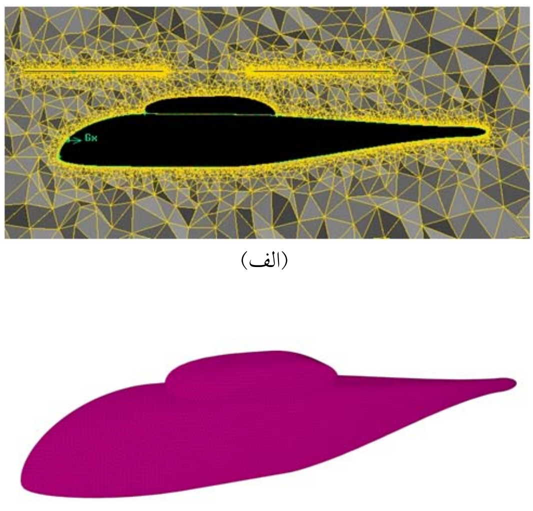
شکل ۳ شماتیک هندسه‌ی بدنه‌ی بالگرد ROBIN [17]

در این آزمایش از ترکیب ROBIN (Rotor Body Interaction) مطابق شکل (۳) استفاده شده است [17]. معادله شکل بالگرد از معادلات بیضی‌گون استخراج شده است. طول مشخصه‌ی l که در شکل دیده می‌شود برابر با ۳۹/۳۵ اینچ (۰/۹۹۹٤۹ متر) است.

در این مقاله نتایج به دست آمده برای نیروی محوری و نیروی جانبی وارد بر بدنه‌ی بالگرد نیز ارائه شده است و به‌نظر می‌رسد نتایجی که از حل معادلات اولر به دست بیاید به‌واسطه‌ی عدم احتساب اثرات لزجت چنین دقتی نداشته باشد. شبکه‌ی مورد استفاده برای حل لزج در شکل (٤) ارائه شده است.

روتور آزمایش، چهار تیغه دارد. مفاصل بال زدن (Flapping hinge) و تأخیری (Lag hinge) روتور در فاصله‌ی ۲ اینچی از مرکز آن قرار دارند. هیچ ارتباطی

میان حرکت گام روتـور و بـال زدن آن وجـود نـدارد. تیغه‌های روتور مـورد اسـتفاده در ایـن آزمـایش دارای نمای افقی مستطیلی با مقطع NACA0012، طـول وتـر ۲/۶۱ اینچ، شعاع ۳۳/۸۸ اینچ و پیچش خطی ۸- درجه می‌باشد. بریدگی ریشه‌ی روتور در ۲۴ درصدی شـعاع آن است. مشکلات ساخت و نصب باعث شده است تا مرکز روتور حدود ۲ اینچ از صفحه تقارن بدنه فاصـله بگیرد. مرکز روتور در موقعیت x/l=۰/۶۹۶، y/l=۰/۰۵۱ و z/l=۰/۳۲۲ قـرار دارد. اولـین هارمونیـک بـال زدن روتور از طریق کنترل‌های مربوط برابر با صفر قرار داده شده است. زاویه‌ی محور روتور برای نسبت پیش‌روش ۰/۰۵ برابر با صـفر درجـه و بـرای نسـبت پـیش‌روش ۰/۲۳ برابر با ۳- درجه قرار داده شده است. در صورتی که از بالا به روتور نگاه کنیم، حرکـت آن پادسـاعتگرد است. اندازه‌ی نامی سرعت روتور ۲۰۰۰ دور بر دقیقـه است.



(الف)

(ب)

شکل ٤ شمای توزیع شبکه‌ی عددی حول بالگرد، (الف) در اطراف بدنه و (ب) روی بدنه

فشار در سطح بالایی بالگرد و سه مقطع از بدنه در مختصات طولی x برابر با ۰/۳۵، ۱/۱۷، و ۱/۳۵ متـر بـا مقادیر تجربی مقایسه شده است.

از آنجا که جملات چشمه در فرآیند حل تکـراری با تغییر میدان جریان، تغییر می‌کنند و میدان جریان نیـز متقابلاً از تغییر جملات چشمه تأثیر می‌پذیرد، احتیاجی به تعریف معیار دیگری به غیـر از کـاهش باقیمانـده‌ی معادلات و احیاناً یک معیار مرسوم دیگـر مشـابه عـدم تغییر در ضریب نیروی محوری وارد بر بدنه‌ی بـالگرد برای تأیید همگرایی حل وجـود نـدارد زیـرا هرگونـه تغییر در جملات چشمه موجـب تغییـر در کـل میـدان حل می‌شود و ضـریب نیـرو تغییـر مـی‌نمایـد و البتـه کاهش باقیمانده معادلات هم به‌معنای به سـمت ثبـات رفتن میدان جریان و از جمله نـواحی حـول روتـور و جملات چشمه‌ی مربوط خواهد بود که در ایـن مقالـه در نظر گرفته شد و نتایج پس از همگرایی ارائه شد.

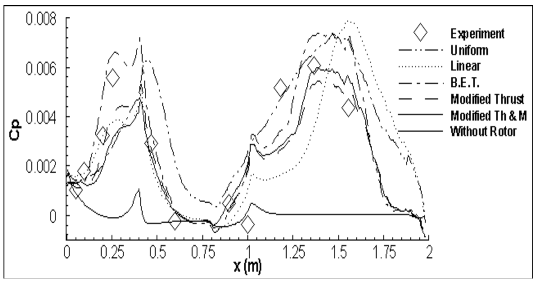
نتایج عددی

ارسطویی [18] بـه‌کمـک نـرم‌افـزار فلوئنـت بـه حـل معادلات ناویر-استوکس متوسط‌گیری شده‌ی رینولـدز (RANS) با استفاده از مدل اغتشاشـی k-ε اسـتاندارد برای جریان تراکم‌ناپذیر اطراف بدنه‌ی بالگرد با فـرض پایـا بـودن جریـان و چشـم‌پوشـی از نیـروی گـرانش پرداخته است. برای قسـمت روتـور UDF نویسـی در نرم‌افزار فلوئنت انجام شده است که به‌طور مبسـوط در آن مرجع ارائه شده است. هم‌چنین از استقلال شـبکه و همگرایی نتایج اطمینان حاصـل شـده اسـت و در ایـن مقالـه صـرفاً بـه اهـم نتـایج در خصـوص بـالگرد کـه اعتبارسنجی هم شده‌اند پرداختـه مـی‌شـود و خواننـده علاقمند بـه جزئیـات عـددی بـه مرجـع [18] ارجـاع می‌شود.

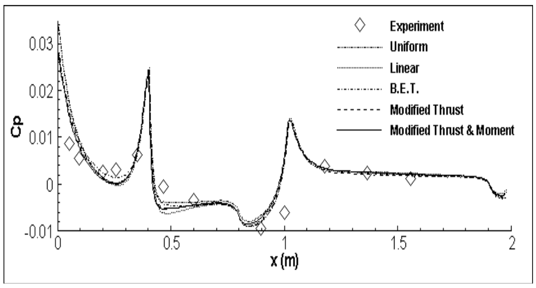
اثر روش‌های مختلف بارگذاری روتور. برای ضریب تراسـت اسـمی ۰/۰۶ روش‌هـای مختلـف بارگـذاری روتور با نتایج تجربی مقایسه شده است. در شکل‌هـای

(۵-الف و ب) ضرایب فشار در سطح بالایی بالگرد به‌ترتیب برای نسبت پیش‌روش ۰/۰۵ و ۰/۲۳ با نتایج تجربی مقایسه شده است. در این قسمت، مزایا و معایب هر یک از این روش‌ها با یکدیگر مقایسه می‌شود.

برای جملات چشمه در نرم‌افزار، کانتورهای توزیع جملات چشمه در راستاهای مختلف موجود است که در شکل (٦) یک نمونه‌ی آن در راستاهای مختلف نمایش داده شده است. علاوه بر این، تغییرات زاویه‌ی حمله‌ی مؤثر نیز در شکل (٦) برای یک نمونه در صفحه‌ی روتور نشان داده شده است.



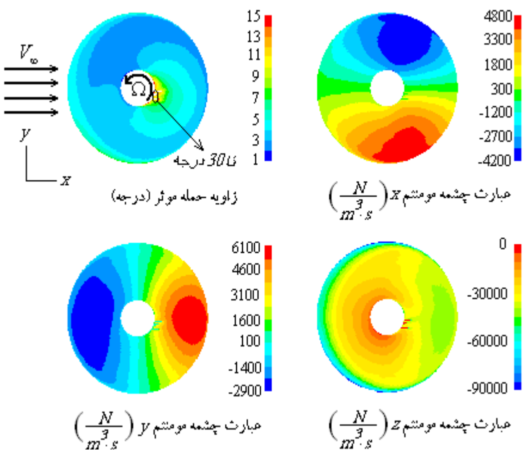
(الف)



(ب)

شکل ۵ ضریب فشار در سطح بالایی بالگرد برای (الف) $\lambda = 0.051$ و $C_T/\sigma = 0.0649$ و (ب) $\lambda = 0.231$ و $C_T/\sigma = 0.0657$ به‌ازای بارگذاری‌های مختلف روتور (نتایج تجربی [16])

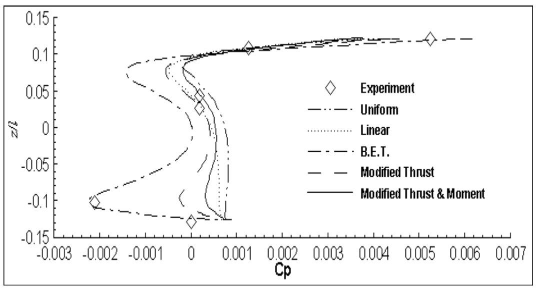
در نسبت پیش‌روش ۰/۲۳ برای نتایج سطح بالایی بالگرد تفاوت چندانی میان روش‌های به‌کار گرفته شده ملاحظه نمی‌شود. در نسبت پیش‌روش ۰/۲۳ به‌نظر می‌رسد که دنباله‌ی روتور توسط انرژی زیاد جریان آزاد به‌سمت عقب رانده می‌شود و در نتیجه اثر روتور بر ضرایب فشار به دست آمده در نسبت پیش‌روش ۰/۲۳ بسیار کم‌تر است. با توجه به این موضوع، مباحث مطرح شده در این‌جا برای بررسی سطح بالایی بالگرد مربوط به نسبت پیش‌روش ۰/۰۵ خواهد بود.



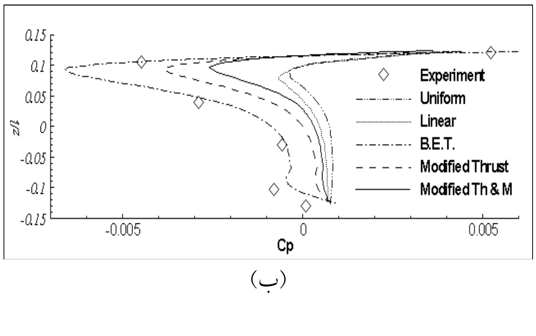
شکل ٦ مدل روتور در $\lambda = 0.051$ و $C_T/\sigma = 0.0649$

مقدار بیشینه‌ی فشار بر روی دم بالگرد در تمامی روش‌ها در موقعیتی عقب‌تر از نتایج تجربی قرار دارد و این می‌رساند که در روش‌های عددی زاویه‌ی دنباله‌ی روتور با جریان آزاد هوا بیشتر از مقدار واقعی آن پیش‌بینی شده است. این وضعیت به‌ویژه برای توزیع خطی جملات چشمه ملاحظه می‌شود. همان‌طور که مشاهده می‌شود ضرایب فشار به دست آمده از روش BET، در سطح بالایی بالگرد به‌ویژه بر روی دم آن بسیار بیش‌تر از مقادیر تجربی و هم‌چنین نتایج حاصل از سایر روش‌ها می‌باشد. هنگامی که از روش BET برای بارگذاری روتور استفاده می‌شود، با توجه به تفاوت شرایط ایرفویل دوبعدی با مقاطع روتور، نیروی تراست و نیز گشتاور حول محورهای $\psi = 0°$ و $\psi = 270°$ که توسط روش ایجاد شده با شرایط واقعی متفاوت است.

در صورت اصلاح نکردن زوایای گام، نیروهای تراست شبیه‌سازی شده از مقادیر واقعی در حدود ٤٠ درصد بیش‌تر به‌دست می‌آید. زاویه‌ی گام تیغه‌ها در روش BET همان زاویه‌ای است که هر جزء از روتور در حین عبور از یک موقعیت شعاعی و دورانی با توجه به زوایای گام کلی ملخ به دست می‌آید. هم‌چنین گشتاورها که باید مقادیری نزدیک به صفر داشته باشند، مقادیری از مرتبه‌ی ١٠ نیوتن‌متر دارند به‌طوری که به‌راحتی می‌توانند روتور را در جهت متناظر با خود بچرخانند. ازطرف دیگر، همان‌طور که در قسمت بعدی مشاهده خواهد شد، نیروی رو به پایین وارد بر بالگرد با افزایش نیروی تراست روتور، افزایش می‌یابد. بنابراین با توجه به موارد فوق اصلاح زوایای گام برای رسیدن به تراست مطلوب ضروری به‌نظر می‌رسد. در مابقی روش‌ها، نیروی تراست، برابر با مقدار واقعی خود تنظیم می‌شود.



(الف)



(ب)

شکل ٧ ضریب فشار در مقطع x=0.35m برای (الف) سمت استاربورد و (ب) سمت پورت در نسبت پیش‌روش ٠/٠٥ و ضریب تراست ٠/٠٦ (نتایج تجربی [16])

در شکل (٧) نتایج به دست آمده برای مقطع x=0.35m در نسبت پیش‌روش ٠/٠٥ و ضریب تراست اسمی ٠/٠٦ آورده شده است. برای سمتی که تیغه‌ها به بالگرد نزدیک می‌شوند (سمت استاربورد)، وضعیت نتایج روش‌های همراه با اصلاح، به‌تر از روشBET است اما در سمت دیگر (سمت پورت) ملاحظه می‌شود که روش‌های همراه با اصلاح نتوانسته‌اند کاهش فشار لازم را در گوشه‌ی مقطع یعنی هنگامی که جریان تغییر مسیر می‌دهد به‌خوبی پیش‌بینی کنند. این شاید به این دلیل باشد که علی‌رغم پیش‌بینی خوب فشار در سطح بالایی بالگرد نتوانسته‌اند سرعت رو به پایین لازم را ایجاد کنند.

مزیت روش‌هایی که از تئوری المان پره استفاده کرده‌اند این است که می‌توانند تاحدودی عدم تقارن فشار را در دو طرف بالگرد پیش‌بینی کنند. اما در توزیع یکنواخت و خطی به‌دلیل تقارن موجود در جمله‌های چشمه، این عدم تقارن وجود ندارد و اندک تفاوتی که میان ضرایب فشار در دو طرف بالگرد در نتایج به دست آمده از این دو روش مشاهده می‌شود ناشی از این موضوع است که در مسأله‌ی حاضر روتور اندکی از صفحه‌ی تقارن بالگرد فاصله دارد.

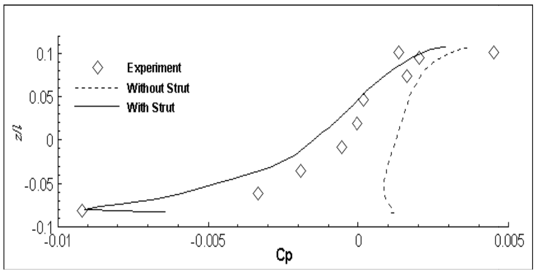
اثر حضور پایه در شبیه‌سازی. در فاصله‌ی یک متری از دماغه، بالگرد بر روی یک تیر نصب شده است (شکل ٨). اوریفیس‌های اندازه‌گیری فشار از کنار این تیر عبور می‌کنند و بر روی آن‌ها یک نوار پیچیده شده است. اگرچه این تیر شکل هندسی مشخصی ندارد اما برای تعیین اثر آن به‌طور کیفی یک تیر با مقطع تقریباً مستطیلی به‌جای آن در شبکه قرار داده‌ایم تا اثر حضور آن را بررسی کنیم.

در نسبت پیش‌روش ٠/٠٥، حضور پایه در شبکه‌ی حل تأثیر چندانی در ضرایب فشار به دست آمده برای مقاطعی از بالگرد که عقب‌تر از آن قرار دارند، نداشته است. در این سرعت جهت حرکت هوا در این نواحی، بیش‌تر به سمت پایین بالگرد است.

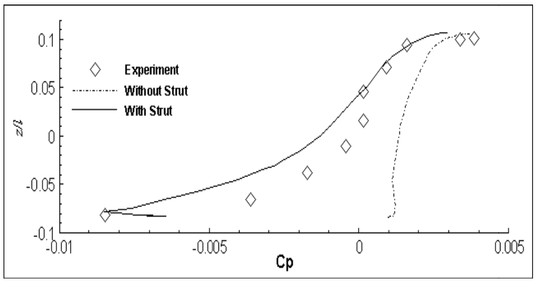


شکل ۸ مدل بالگرد نصب‌شده در تونل باد و پایه‌ی نگه‌دارنده‌ی آن [16]

در شکل (۹) ضرایب فشار به دست آمده از تئوری المان پره به‌همراه اصلاح تراست و گشتاور در موقعیت x=1.17m برای حالت‌های همراه با تیر و بدون آن برای نسبت سرعت ۰/۲۳ و ضریب تراست اسمی ۰/۰٦ با نتایج آزمایش تونل باد مقایسه شده است.



(الف)

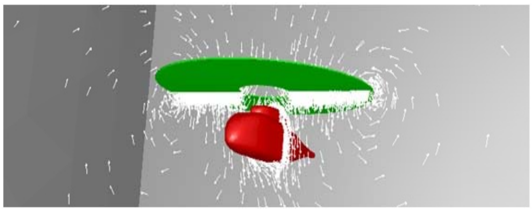


(ب)

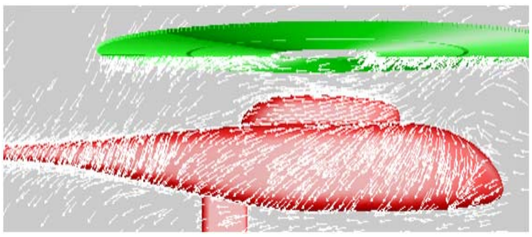
شکل ۹ ضریب فشار در مقطع x=1.17m برای (الف) سمت استاربورد و (ب) سمت پورت در نسبت پیش‌روش ۰/۲۳ و ضریب تراست ۰/۰٦ (نتایج تجربی [16])

انتظار می‌رود که وجود تیر باعث شود که زیر بالگرد در مقابل تیر ناحیه‌ای با فشار زیاد و در پشت آن ناحیه‌ای با فشاری کم‌تر از وضعیت بدون تیر ایجاد شود. در حالی‌که در نقاط بالایی بالگرد تفاوت چندانی میان دو وضعیت شبیه‌سازی مشاهده نمی‌شود. در سایر قسمت‌ها فشار در وضعیت دارای تیر کم‌تر از حالت دیگر است و با نتایج تجربی نیز هم‌خوانی به‌تری دارد.

چون در حال حاضر نتایج تجربی برای توزیع فشار در روتور وجود ندارد، چند نقطه‌ی داده‌برداری برای فشار روی سطح بالایی بالگرد در نزدیکی مرکز روتور وجود دارد که در این‌جا ذکر می‌شود. در شکل (۱۰-الف) نمای سه‌بعدی مؤلفه‌های y و z بردارهای سرعت نرمال شده در صفحه x=0.695m از میدان حل که از مرکز روتور می‌گذرد ترسیم شده‌اند. در شکل (۱۰-ب) نمای دوبعدی این سرعت‌ها دیده می‌شود. دقیقاً در زیر روتور، جریان به سمت پایین است اما با فاصله گرفتن از روتور با توجه به فشار زیاد در نواحی پایین‌تر از روتور، جهت جریان عکس شده است. به‌ویژه چرخش جریان در لبه‌های خارجی روتور و حرکت از نواحی پرفشار تحتانی روتور به قسمت‌های کم‌فشار فوقانی آن جلب توجه می‌کند.

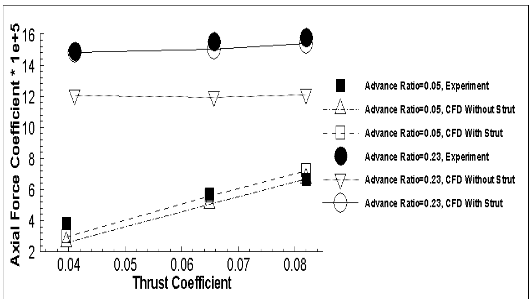


(الف)

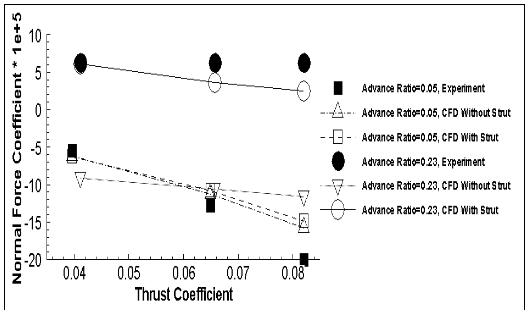


(ب)

شکل ۱۰ بردارهای سرعت نرمال در $\mu = 0.051$ و $C_T/\sigma = 0.0649$ در صفحه‌ی (الف) $x = 0.695m$ و (ب) صفحه تقارن سمت استاربورد



شکل ۱۱ نیروی محوری وارد بر بدنه (نتایج تونل باد [16])



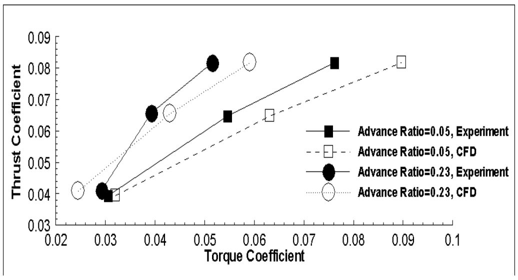
شکل ۱۲ نیروی قائم وارد بر بدنه (نتایج تونل باد [16])

در شکل‌های (۱۲ و ۱۱) نیروهای وارد بر بالگرد برای بررسی تأثیر حضور پایه بر آن‌ها رسم شده‌اند. هر چند با در نظر گرفتن پایه در شبیه‌سازی، تفاوت چندانی در نتایج مربوط به نسبت پیش‌روش ۰/۰۵ ایجاد نشده است اما حضور پایه تأثیر بسزایی در نتایج مربوط به نسبت پیش‌روش ۰/۲۳ داشته است و موجب کاهش فشار در قسمت‌های عمده‌ای از دم بالگرد شده است. همین موضوع با توجه به سطح تصویر بالگرد در برابر جریان، موجب افزایش نیروی وارد بر بالگرد در راستای جریان شده است.

علاوه بر مطالب فوق کاهش سرعت جریان در مقابل پایه، موجب افزایش فشار جریان در این نواحی گردیده است و افزایش فشار در زیر بالگرد با توجه به سطح گسترده‌ی این نواحی در راستای محور z نسبت به قسمت‌های دیگر بالگرد، باعث اعمال نیرویی رو به بالا بر بدنه شده است. البته با توجه به دقیق نبودن شکل تیر و هم‌چنین امکان نشت جریان هوا از کنار آن به داخل بدنه‌ی بالگرد مدل، باید نتایج این قسمت را با احتیاط تفسیر کرد.

با افزایش سرعت جریان آزاد، به‌دلیل افزایش نیروی اصطکاک و درگ فشاری، نیروی محوری وارد بر بالگرد نیز افزایش می‌یابد. همان‌طور که انتظار می‌رود، در هر یک از نسبت‌های پیش‌روش نیروی رو به پایین وارد بر بدنه با افزایش نیروی تراست افزایش می‌یابد. البته در سرعت‌های زیاد تأثیر نیروی تراست بر این نیرو اندک است.

بررسی روتور. در شکل (۱۳) نمودار نیروی تراست ایجاد شده در روتور بر حسب گشتاور شافت آن رسم شده است. در شبیه‌سازی، این گشتاور از مجموع گشتاور اعمال شده توسط نیروهای داخل صفحه روتور حول شافت آن به دست آمده است. نتایج به دست آمده از مدل روتور، توافق خوبی با رفتار واقعی روتور دارند.



شکل ۱۳ تغییر نیروی تراست با گشتاور روتور (نتایج تونل باد [16])

نتیجه‌گیری و پیشنهادها

با استفاده از توزیع خطی به‌کار گرفته‌شده برای بارگذاری روتور، نمی‌توان ضرایب فشار را به‌درستی پیش‌بینی کرد. نتایج حاصل از توزیع یک‌نواخت جملات چشمه را به‌عنوان حدس اولیه‌ای مناسب برای روش‌هایی که از تئوری المان پره استفاده می‌کنند،

می‌توان به‌کار برد. بارگذاری روتور به‌روش BET، همراه با اصلاح زوایای گام می‌تواند برخی ویژگی‌های کارایی روتور مانند تغییرات تراست با گشتاور شافت (قدرت) را به‌خوبی پیش‌بینی کند.

ضرایب فشار بر سطح بالایی بالگرد توسط روش‌های همراه با اصلاح به‌خوبی پیش‌بینی شده است. اما این روش‌ها در هنگام عبور جریان از روی گوشه‌های مقاطع به‌خوبی نتوانسته‌اند کاهش فشار لازم را ایجاد کنند. بهبود روابط به‌کار گرفته‌شده برای محاسبه‌ی نیروهای وارد بر مقاطع روتور، مانند در نظر گرفتن اثر تراکم‌پذیری به‌کمک عدد ماخ محلی و هم‌چنین در نظر گرفتن بعضی اثرات سه‌بعدی جریان احتمالاً می‌تواند به واقعی‌تر شدن زوایای گام و تغییرات کم‌تر آن‌ها از مقادیر اصلی خود بیانجامد و باعث نزدیک شدن نتایج روش‌هایی که از تئوری المان پره استفاده می‌کنند به یکدیگر منجر شود و می‌تواند در پیش‌بینی به‌تر ضرایب فشار مؤثر باشد.

نیروی محوری وارد بر بالگرد به‌خوبی پیش‌بینی شده است. روند تغییرات نیروی وارد شده بر بالگرد در راستای عمود بر جریان با تغییرات تراست روتور و نسبت پیش‌روش جریان مناسب به‌نظر می‌رسد اما مقادیر به‌دست آمده با نتایج تجربی اختلاف دارند که از دلایل آن می‌توان به تغییرات ایجاد شده در جریان در اثر حضور پایه‌ی مدل اشاره کرد. مناسب است مدل‌های دیگری نیز که پایه در موقعیت‌های پایانی بدنه‌ی آنها قرار دارد نیز برای بررسی بیش‌تر این موضوع شبیه‌سازی شوند.

فهرست نمادها و نشانه‌ها

نشانه‌های لاتین

A	سطح دیسک روتور، πR^2 ، $2.3262 m^2$
A_1	گام دوره‌ای جانبی
B_1	گام دوره‌ای طولی
C_A	ضریب نیروی محوری، $\frac{F_x}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_{ref}^2 A}$
c_d	ضریب درگ
c_l	ضریب لیفت
C_N	ضریب نیروی عمودی، $\frac{F_z}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_{ref}^2 A}$
C_p	ضریب فشار، $\frac{p-p_\infty}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_{ref}^2}$
C_Q/σ	ضریب گشتاور شافت، $\frac{Q}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_{ref}^2 A l_{ref}\sigma}$
C_T/σ	ضریب تراست، $\frac{T}{\frac{1}{2}\rho_\infty V_{ref}^2 A\sigma}$
dr	پهنای مقطع
$\vec{e}_i$	بردار یکه در راستای محور i
h	ضخامت ناحیه‌ی روتور
l_{ref}	طول مرجع محاسبات، R/12 ، 0.0717 m
$\vec{n}$	بردار واحد، عمود بر روتور و در سوی نیروی تراست
p	فشار نسبی استاتیک محلی، پاسکال
p_∞	فشار استاتیک جریان آزاد، پاسکال
$\vec{p}$	بردار یکه در خلاف جهت حرکت روتور
Q	گشتاور شافت روتور، نیوتن متر
R	شعاع روتور، 0.8605 m
r	فاصله مرکز هر سلول تا مرکز روتور
$\vec{r}$	بردار یکه که مرکز روتور را به مقطع مورد نظر از تیغه وصل می‌کند
S_i	عبارت چشمه برای جهت i
T	نیروی تراست روتور، نیوتن
V_{ref}	سرعت مرجع، $\sqrt{2}\,R\Omega$
V_∞	سرعت جریان آزاد هوا، m/s

نشانه‌های یونانی

α_t	زاویه‌ی پیچش روتور

لزجت مولکولی	μ	سرعت زاویه‌ای روتور، 209.44 rad/s	Ω
نسبت پیش‌روش، $\frac{V_\infty}{R\Omega}$	λ	بردار سرعت زاویه‌ای روتور	$\bar{\Omega}$
چگالی جریان آزاد هوا، kg/m^3	ρ_∞	زاویه دوران روتور	ψ
صلبیت روتور، 0.098	σ	گام کلی	θ_c

مراجع

1. Chaffin, M.S., "A Guide to the Use of the Pressure Disk Rotor Model as Implemented in INS3D-UP", *NASA-CR-4692*, (1995).
2. Chuiton, F., "Actuator disc modeling for helicopter rotors", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 8, Issue 4, pp. 285-297, (2004).
3. O’Brien, D.M. and Smith, M.J., "Analysis of Rotor-Fuselage Interactions Using Various Rotor Models", *43rd AIAA Aerospace Sciences Meeting*, Reno, Nevada, (2005).
4. Bettschart, N., "Rotor Fuselage Interaction: Euler and Navier-Stokes Computations with an Actuator Disk", *Presented at the American Helicopter Society*, 55th Annual Forum, Montreal, Canada, (1999).
5. Renaud, T., O’Brien, D., Smith, M. and Postdam, M., "Evaluation of Isolated Fuselage and Rotor-Fuselage Interaction using CFD", *Presented at the American Helicopter Society*, 60th Annual Forum, Baltimore, MD, (2004).
6. Alpman, E. and Long, L., "Unsteady RAH-66 Comanche Flowfield Simulations Including Fan-in-Fin", *16th AIAA Computational Fluid Dynamics Conference*, Orlando, Florida, (2003).
7. Ismail, M.H.B., "A Computational simulation of rotor-fuselage flow interaction in hovering and forward flight", Master thesis, University of Technology, Malaysia, (2007).
8. Pan, L. and Renliang, C., "A Mathematical Model for Helicopter Comprehensive Analysis", *Chinese Journal of Aeronautics*, 23, pp. 320-326, (2010).
9. Yifeng, W., Haowen, W. and Zheng, G., "Dynamic Modeling of Helicopter Rotor Blades", *Tsinghua Science and Technology*, 14(S2), (2009).
10. Heyong, X.U. and Zhengyin Y.E., "Numerical Simulation of Unsteady Flow Around Forward Flight Helicopter with Coaxial Rotors", *Chinese Journal of Aeronautics*, 24, pp. 1-7, (2011).
11. Antoniadis, A.F., Drikakis, D., Zhong, B., Barakos, G., Steijl, R., Biava, M., Vigevano, L., Brocklehurst, A., Boelens, O., Dietz, M., Embacher, M. and Khier, W., "Assessment of CFD methods against experimental flow measurements for helicopter flows", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 19(1), pp. 86-100, (2012).
12. Biava, M., Khier, W. and Vigevano, L., "CFD prediction of air flow past a full helicopter configuration", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 19(1), pp. 3–18, (2012).

13. Steijl, R. and Barakos, G.N., "CFD analysis of complete helicopter configurations – lessons learnt from the GOAHEAD project", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 19 (1), pp. 58-71, (2012).
14. Biava, M. and Vigevano, L., "Simulation of a complete helicopter: A CFD approach to the study of interference effects", *Aerospace Science and Technology*, Vol. 19(1), pp. 37-49, (2012).
15. Rajagopalan, R.G., "A Procedure for Rotor Performance, Flowfield and Interference: A Perspective", *38th AIAA Aerospace Sciences Meeting and Exhibit*, Reno, NV, (2000).
16. Mineck, R.E., "Steady and Periodic Pressure Measurements on a Generic Helicopter Fuselage Model in the Presence of a Rotor", *NASA TM-2000-210286*, (2000).
17. Freeman, C.E. and Mineck, R.E., "Fuselage Surface Pressure measurements of a Helicopter Wind-Tunnel Model With a 3.15-Meter Diameter Single Rotor", *NASA TM-80051*, (1979).

۱۸. روح الله ارسطویی، شبیه سازی جریان حول بالگرد در حضور روتور، پایان نامه کارشناسی ارشد تبدیل انرژی، دانشکده مهندسی مکانیک، دانشگاه صنعتی اصفهان (۱۳۸۷).